

BADANIA WŁAŚCIWOŚCI ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH RAKIET „OSA”

W artykule przedstawiono wybrane problemy dotyczące badań zespołów napędowych raket przeciwlotniczych średniego zasięgu „OSA”. Omówiono stosowaną metodę badań i zaprezentowano wyniki eksperymentów przeprowadzonych w latach 2002 – 2007.

1. Wstęp

Jednym z elementów badań prognostycznych raket przeciwlotniczych „OSA” (9M33M2 i 9M33M3), są badania dynamiczne właściwości ich zespołów napędowych w dynamice, które wykonuje się w WITU na stanowisku zwanym hamownia pionową. Badania te prowadzi się w celu sprawdzenia sprawności całego zespołu napędowego, którego elementami są: pironaboje, zapłonnik (podsypka prochowa), paliwo silnika startowego i paliwo silnika marszowego, czujniki ciśnienia, komora spalania wraz z dyszą. Podstawowe elementy zespołu napędowego pokazano na Rys.1. i na fotografiach : fot.1 – fot.2.

W trakcie badań oraz na podstawie uzyskanych wyników:

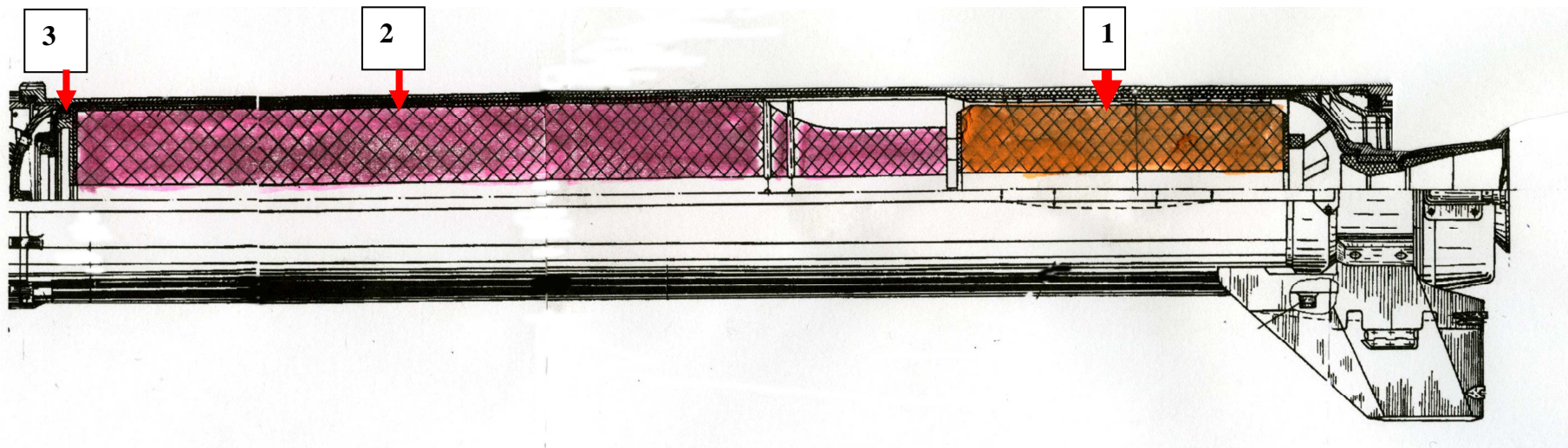
- dokonuje się oceny stabilności przebiegu procesu spalania;
- określa się wartości maksymalne siły ciągu silnika w reżimie startowym i marszowym;
- określa się wartości maksymalne ciśnienia w komorze spalania;
- ocenia się jakość powłoki termicznej komory spalania poprzez sprawdzenie zewnętrznej powłoki lakierniczej;
- sprawdza się czy nie występują ślady wymywania materiału w przekroju krytycznym dyszy wylotowej.

Do przeprowadzenia pomiarów niezbędna jest niżej wymieniona aparatura:

- wielokanałowy rejestrator HIOKI;
- mostek pomiarowy;
- omomierz niskoprądowy;
- czujnik siły indukcyjny - DMT 5T;
- piezoelektryczny czujnik ciśnienia BHL.

Ponieważ, dostarczone przez producenta raket, Instrukcje eksploatacji podają tylko dwa parametry zespołów napędowych tj.: ciśnienie maksymalne w komorze spalania oraz czas palenia tych zespołów, zmierzone wartości tych parametrów stanowią jedno z kryteriów oceny przydatności do dalszej eksploatacji. Wartości siły ciągu są parametrami pomocniczymi i mogą być jedynie porównywane z dotychczas uzyskanymi wynikami.

Ostatecznie o przydatności paliw i elementów łańcucha pirotechnicznego do dalszej eksploatacji decydują badania fizykochemiczne tych materiałów, które dostarczają pełnych informacji o ich właściwościach fizycznych i ewentualnych tendencjach zmian mających wpływ na bezpieczeństwo eksploatacji.



Rys. 1. Zespół napędowy rakiety „OSA” - przekrój wzdłuż osi rakiety: 1. laska prochowa silnika startowego; 2. laska prochowa silnika marszowego; 3. zapłonnik (podsypka prochowa).



Fot. 1. Ładunek marszowy po wyjęciu z komory spalania



Fot. 2. Ładunek startowy po wyjęciu z komory spalania

2. Metoda badań

Do badań zespołów napędowych wybiera się ładunki prochowe silników marszowych i startowych, uzyskane po demontażu raket sprawnych. Po demontażu raket wykonuje się pomiar masy całego zespołu napędowego. Masę tą uwzględnia się podczas skalowania aparatury pomiarowej.

Badania zespołów napędowych przeprowadzane są według: „Procedury badań stacjonarnych zespołów napędowych na hamowni pionowej” – (opracowanie WITU / Z-13).

Pomiarowy czujnik ciśnienia wkręca się w gniazdo czujnika ciśnienia zespołu napędowego po jego wykręceniu. Sposób umieszczenia czujników oraz mocowania zespołu napędowego pokazano na fotografiach: fot. 3.–fot. 8.

Przed odpaleniem wykonuje się pomiary rezystancji pironabojów UDP-2-3 oraz linii odpalania. Wartość rezystancji linii odpalania wraz z podłączonymi równolegle dwoma pironabojami wynosi około: $1,25 \Omega$. Uzyskanie takich wartości z pomiarów świadczy o sprawności pironabojów i linii odpalania.

Odpalenie ładunku silnika startowego i marszowego przeprowadza się na hamowni pionowej dokonując pomiarów i rejestracji wartości siły ciągu oraz ciśnienia w komorze spalania w czasie pracy zespołu napędowego.



Fot. 3. Dno komory spalania zespołu napędowego: A – miejsce wkręcenia czujnika pomiarowego ciśnienia z reduktorem, B- złącze elektryczne pironaboju.



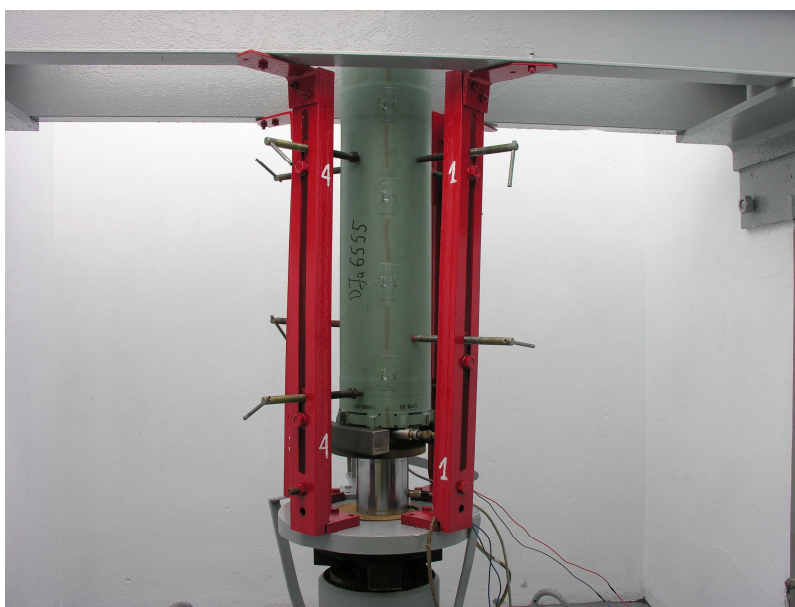
Fot. 4. Czujnik pomiaru ciśnienia wraz z reduktorem i kablem sygnałowym.



Fot. 5. Sposób podłączenia linii odpalania do złącza elektrycznego pironaboju.



Fot. 6. Sposób umieszczenia czujnika siły ciągu. A - uchwyty do mocowania zespołu napędowego na stanowisku pomiarowym, B - czujnik siły ciągu.



Fot. 7. Zespół napędowy przygotowany do odpalenia



Fot. 8. Widok ogólny hamowni pionowej

3. Wyniki badań

Niektóre wyniki badań zespołów napędowych przeprowadzonych w 20007 r. podano w tablicy 3.1. oraz na wykresach poniżej.

Zebrane wyniki badań z lat 2002 – 2007 pokazano na Rys. 3 - Rys. 9.

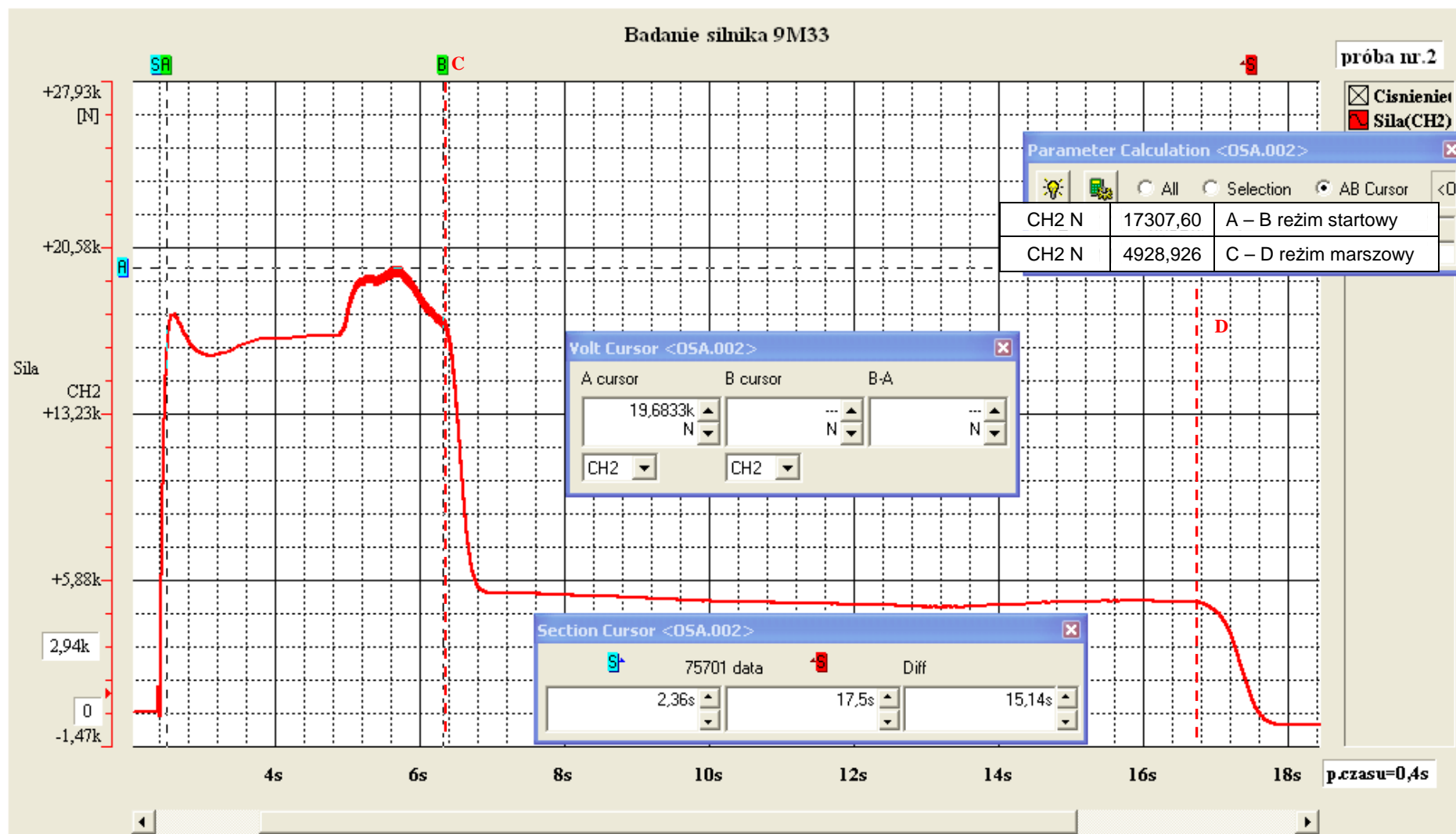
Tab. 3.1.

typ rakiety	9M33M2		9M33M3	
	1983	1982	1986	1986
rok prod.	1983	1982	1986	1986
masa zespołu napędowego [kg]	78,8	78,2	79	78,8
kolejny numer próby	1	2	3	4
temp. otoczenia	+25 ⁰ C	+25 ⁰ C	+22 ⁰ C	+22 ⁰ C
rezystancja linii odpalania	0,67 Ω	0,67 Ω	0,63 Ω	0,63 Ω
rezystancja linii odpalania i pironaboi (2xUDP2-3) [Ω]	1,23	1,25	1,21	1,21
wartość maks. siły ciągu silnika w reżimie startowym [kN]	17,94	19,55	17,51	13,04
wartość średnia siły ciągu silnika w reżimie startowym [kN]	16,65	17,31	15,86	12,42
wartość maks. siły ciągu silnika w reżimie marszowym [kN]	5,27	5,28	5,01	3,54
wartość średnia siły ciągu silnika w reżimie marszowym [kN]	5,27	4,93	4,62	3,45
wartości maks. ciśnienia w komorze spalania [MPa]	11,63	13,42	12,66	10,9
łączy czas pracy silnika [s]	15,36	15,14	15,75	16,75

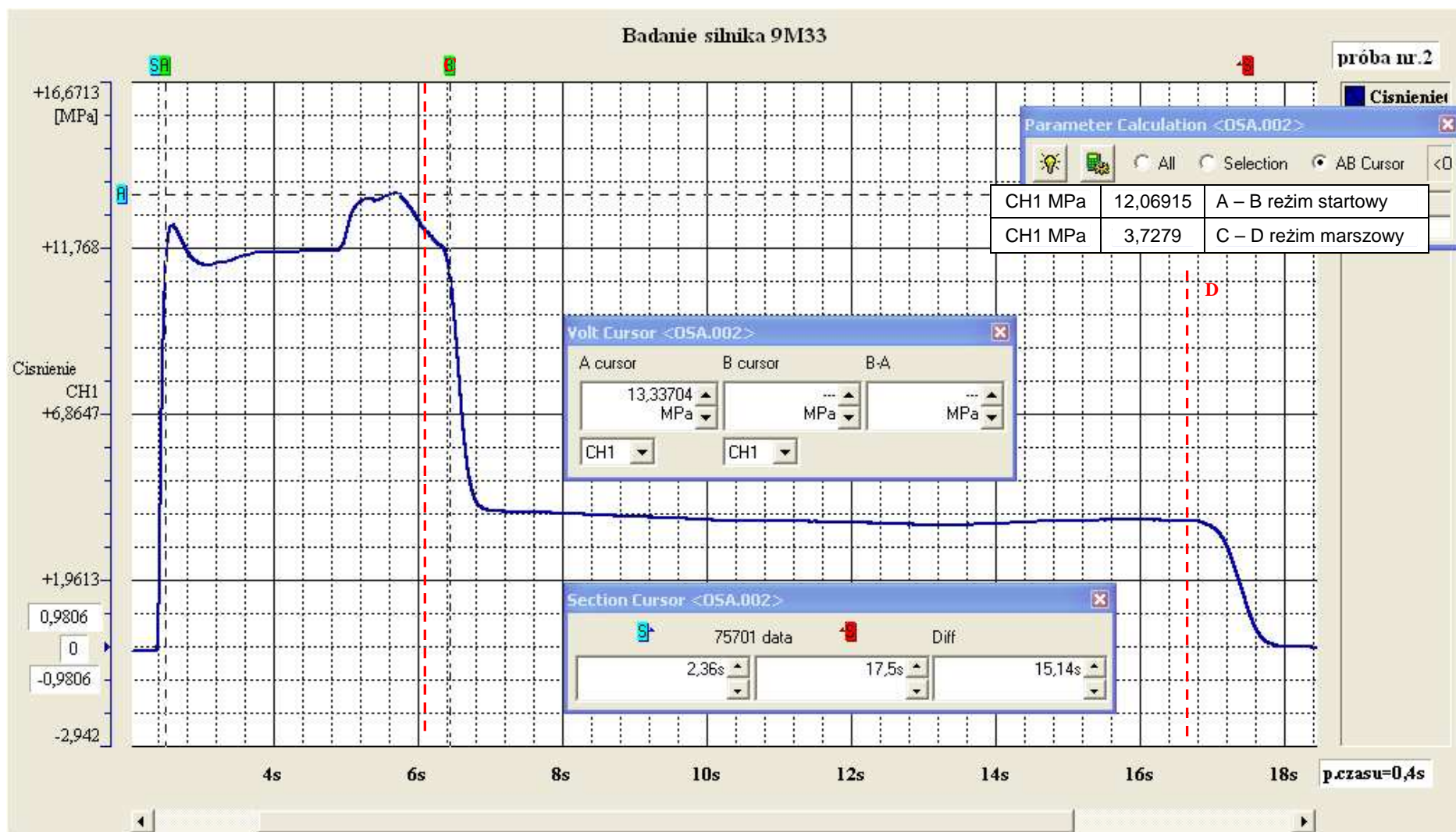
Uwaga; wartości nominalne określone przez producenta wynoszą:

- czas pracy silnika: 13,2 – 19,2 s;

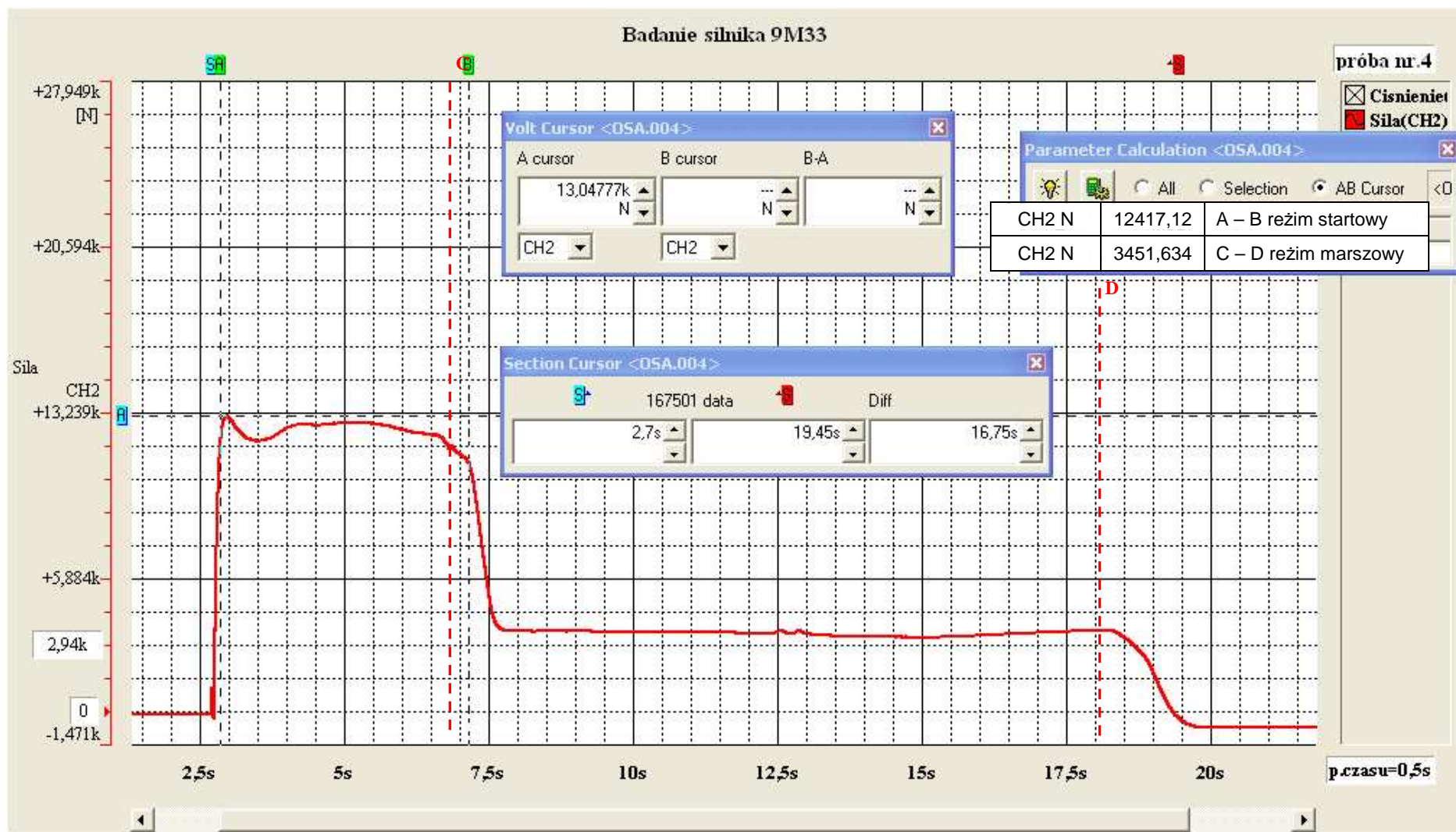
- ciśnienie maksymalne w komorze spalania: 15 MPa



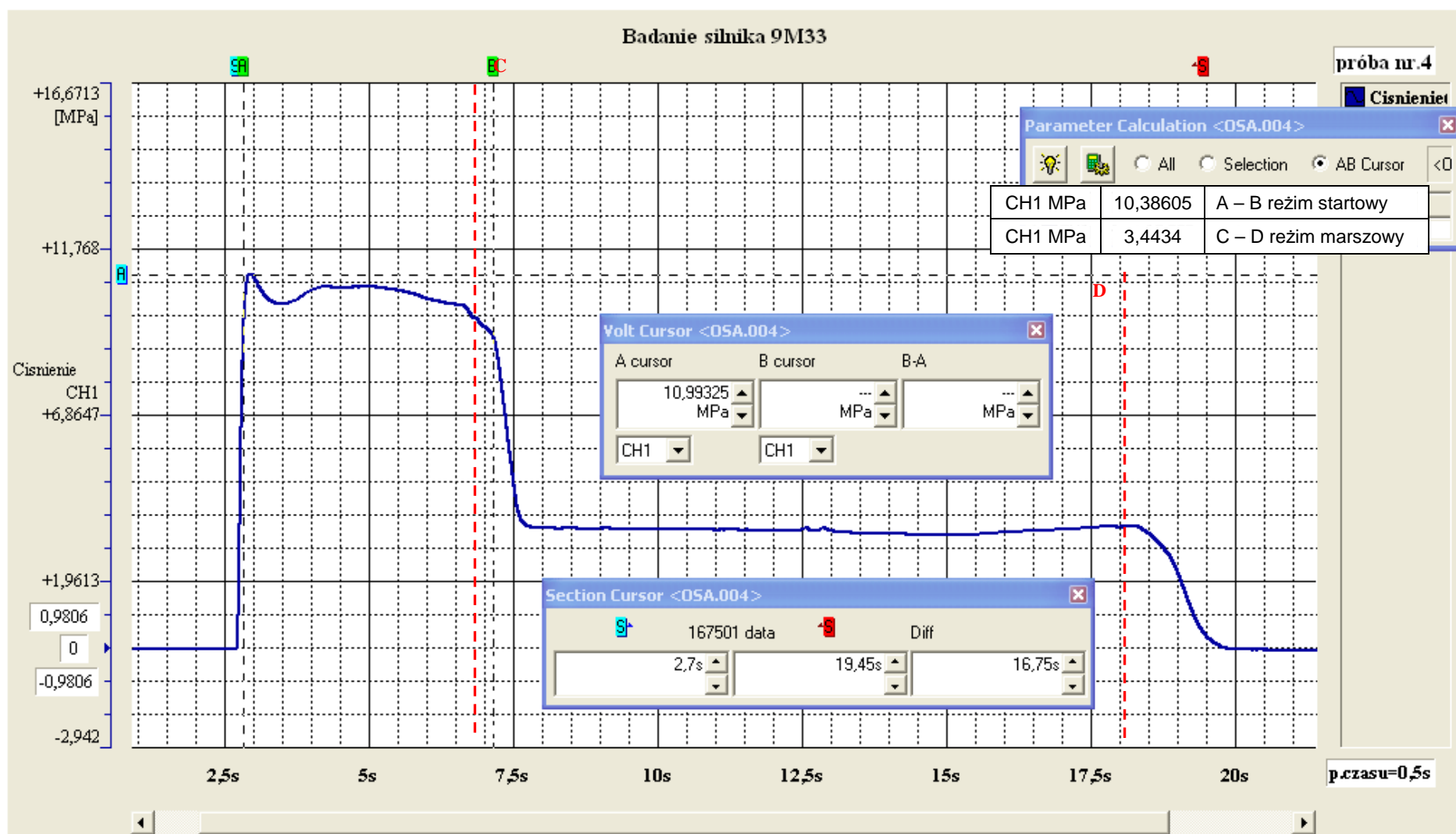
Rys. 2. Przebieg zmian siły ciągu zespołu napędowego rakiety 9M33M2 (rok prod. 1982). Drugi szczyt pod koniec pracy w reżimie startowym (5 – 6 sek.) jest zjawiskiem nieprawidłowym, świadczyć może o zmianach właściwości paliwa.



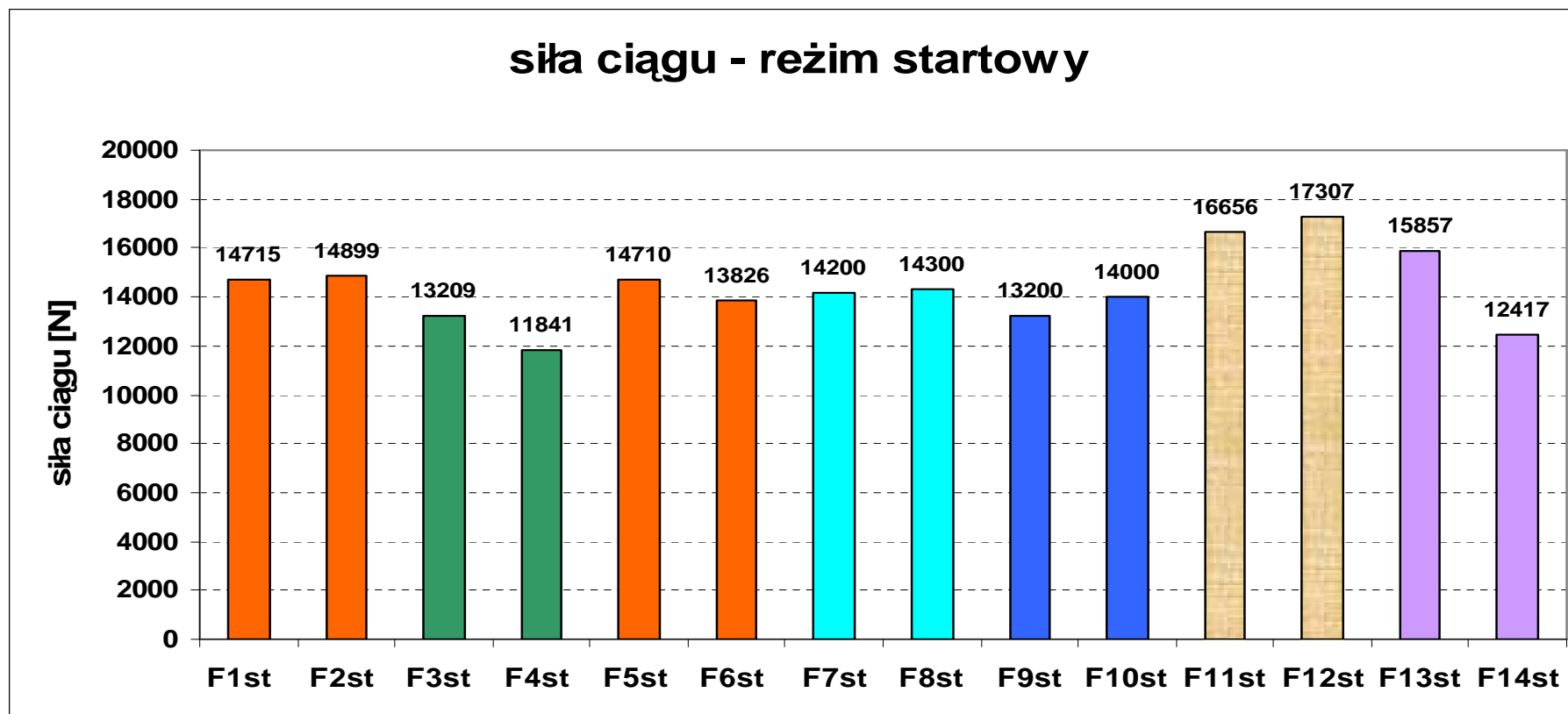
Rys. 3. Przebieg zmian ciśnienia w komorze spalania zespołu napędowego rakiety 9M33M2 (rok prod. 1982). Drugi szczyt pod koniec pracy w reżimie startowym (5 – 6 sek.) jest zjawiskiem nieprawidłowym, świadczyć może o zmianach właściwości paliwa.



Rys. 4. Przebieg zmian siły ciągu zespołu napędowego rakiety 9M33M3 (rok prod. 1986). Przebieg prawidłowy.

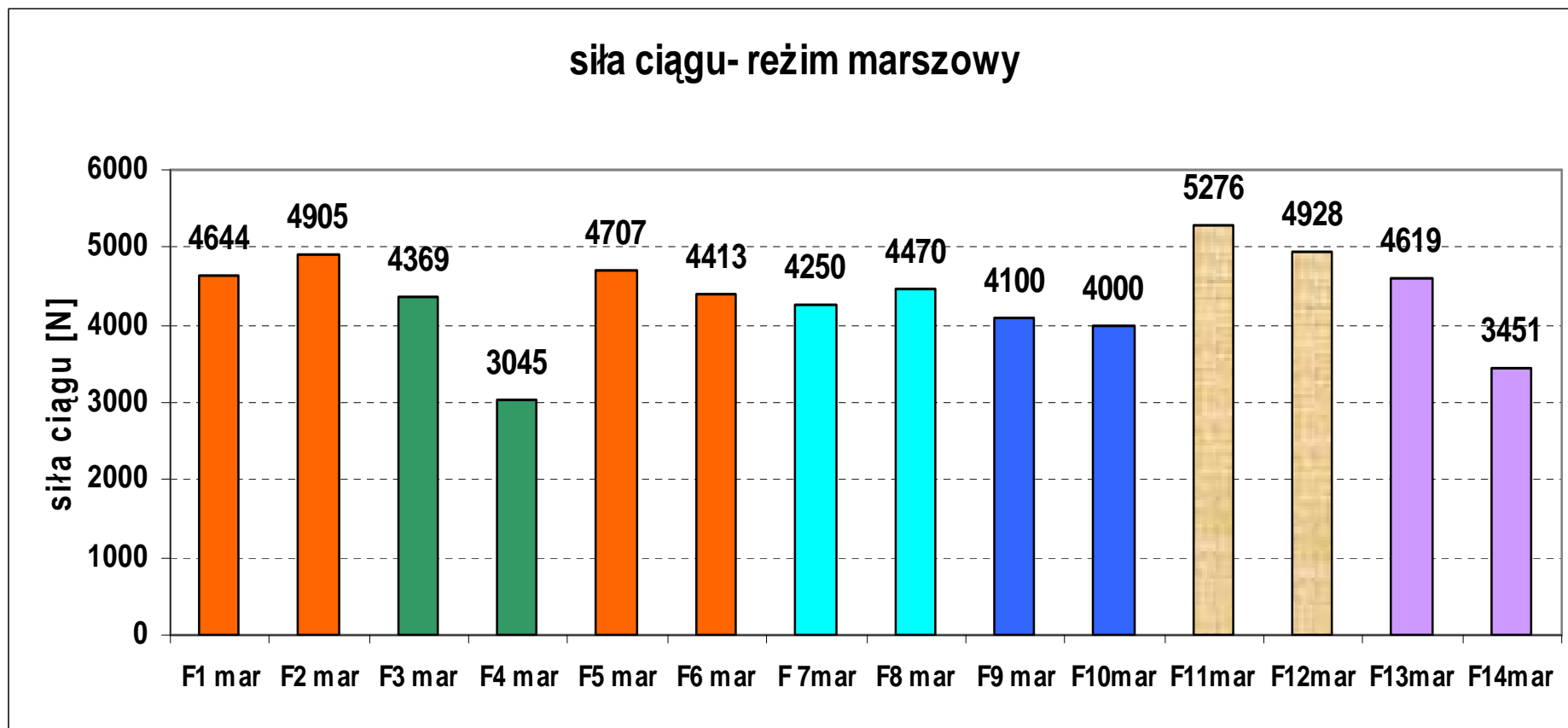


Rys. 5. Przebieg zmian ciśnienia w komorze spalania zespołu napędowego rakiety 9M33M3 (rok prod. 1986). Przebieg prawidłowy.

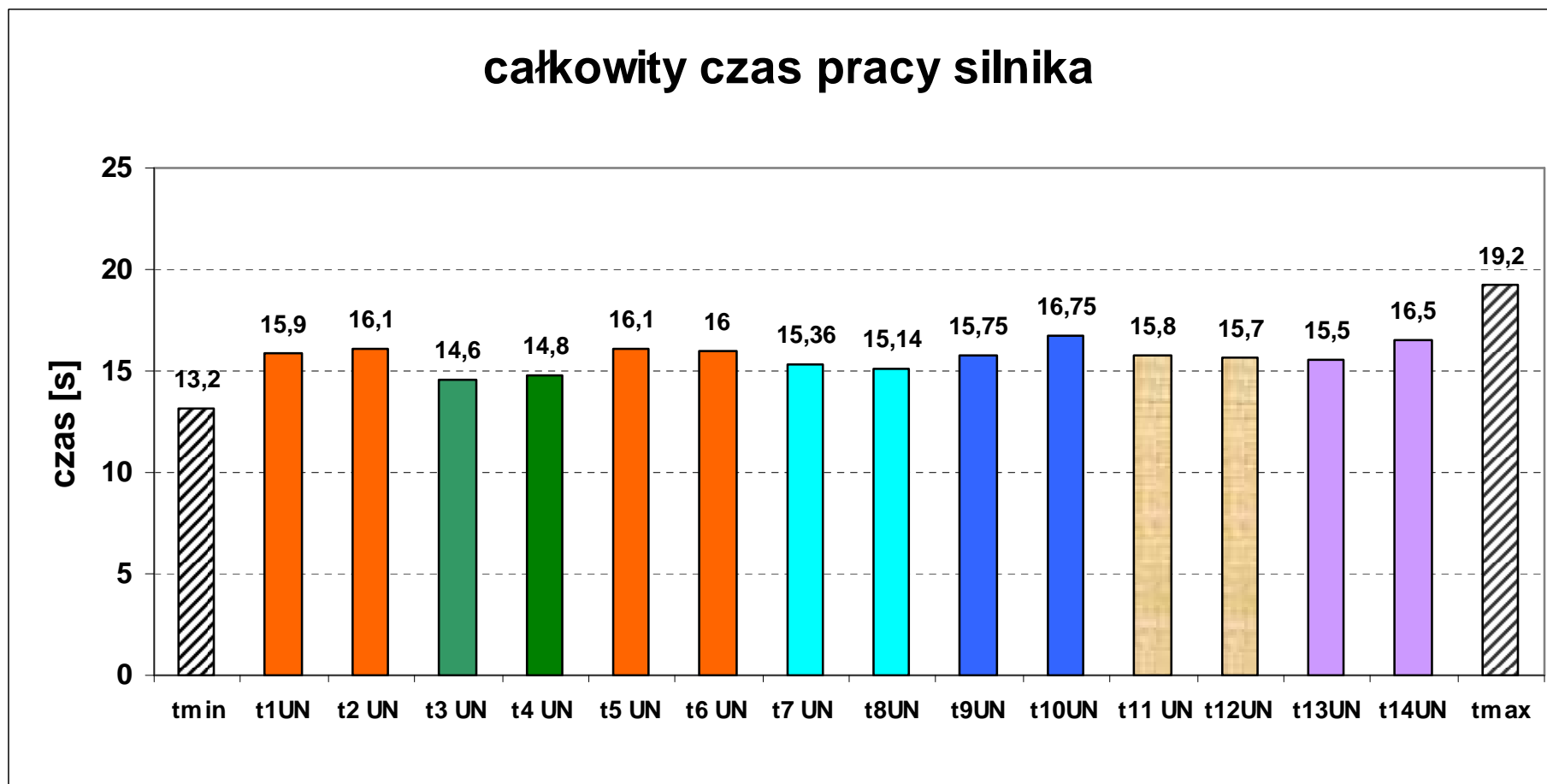


Rys.6. Porównanie wyników pomiarów siły ciągu silnika rakiet OSA w reżimie startowym. Oznaczenia indeksów: 1 i 2 – partia z 1981 r. - badania 2002 r.; 3 – partia z 1978 r. – RZ-13 (wersja morska) - badania w 2004 r.; 4 – partia z 1979 r. RZ-13-badania w 2004 r.; 5 i 6 – partia z 1981 r. - badania w 2004 r.; 7 i 8 – partia z 1983 r. - badania w 2006 r.; 9 i 10 – partia z 1984 r.- badania w 2006 r.; 11– partia z 1983 r. - badania w 2007 r.; 12 – partia z 1982 r. – badania w 2007 r.; 13 – partia z 1986 r. , badania w 2007 r.; 14 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r. (Na wykresach podano wartości średnie w czasie pracy w reżimie startowym).

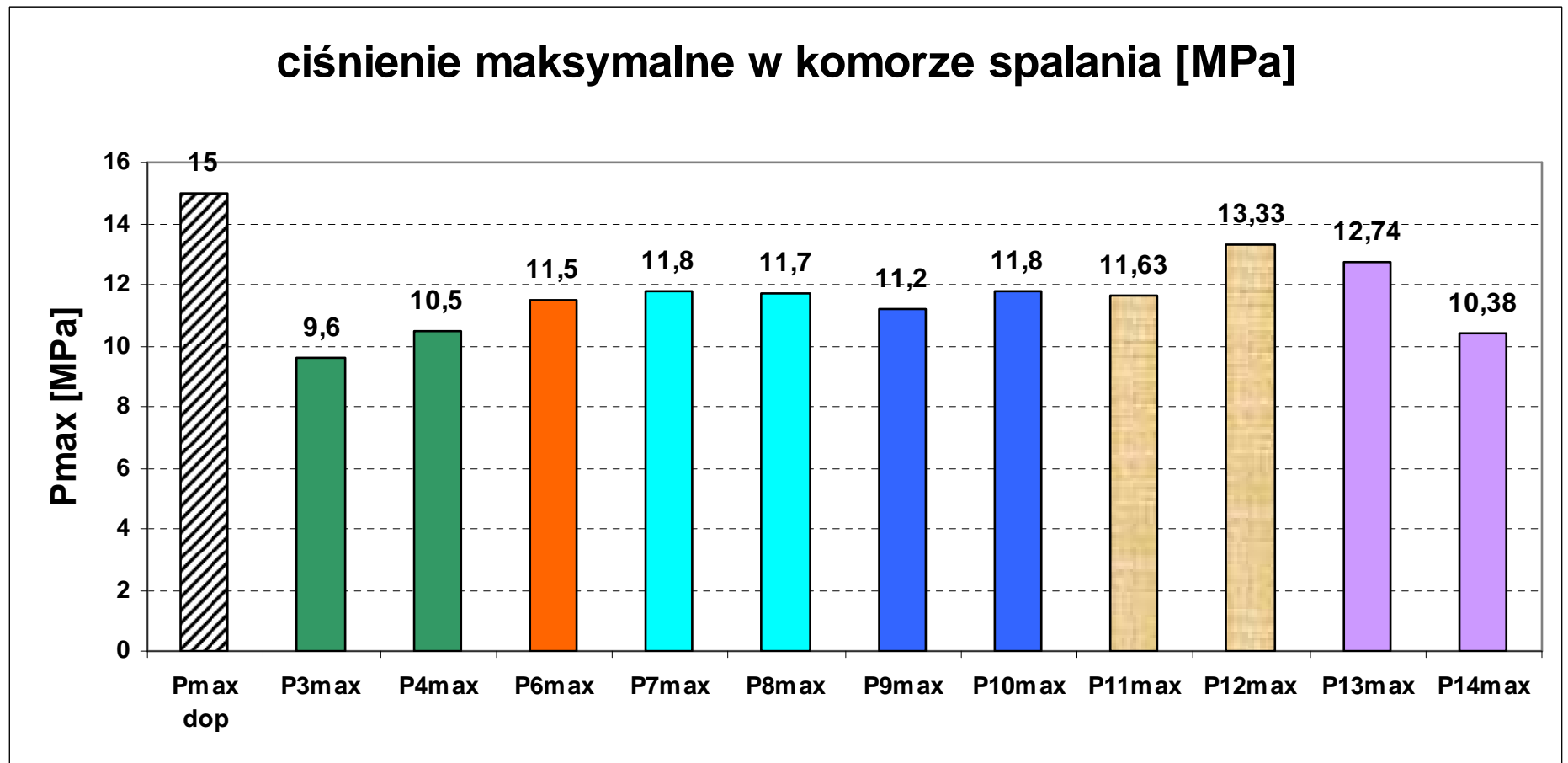
Wartość średnia z bazy danych: $F_{st\ \bar{s}r} = 14367\ N$.



Rys. 7. Porównanie wyników pomiarów siły ciągu silnika rakiet OSA w reżimie marszowym. Oznaczenia indeksów: 1 i 2 – partia z 1981 r. - badania 2002 r.; 3 – partia z 1978 r. – RZ-13 (wersja morska) - badania w 2004 r.; 4 – partia z 1979 r. RZ-13-badania w 2004 r.; 5 i 6 – partia z 1981 r. - badania w 2004 r.; 7 i 8 – partia z 1983 r. - badania w 2006 r.; 9 i 10 – partia z 1984 r.- badania w 2006 r.; 11– partia z 1983 r. - badania w 2007 r.; 12 – partia z 1982 r. – badania w 2007 r.; 13 – partia z 1986 r. , badania w 2007 r.; 14 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r. (Podano wartości średnie w czasie pracy w reżimie marszowym). $F_{\text{mar } \text{śr}} = 4370 \text{ N}$.



Rys. 8. Porównanie wyników całkowitych czasów pracy silnika rakiet OSA. Oznaczenia indeksów: 1 i 2 – partia z 1981 r. - badania 2002 r.; 3 – partia z 1978 r. – RZ-13 (wersja morska) - badania w 2004 r.; 4 – partia z 1979 r. RZ-13-badania w 2004 r.; 5 i 6 – partia z 1981 r. - badania w 2004 r.; 7 i 8 – partia z 1983 r. - badania w 2006 r.; 9 i 10 – partia z 1984 r.- badania w 2006 r.; 11– partia z 1983 r. - badania w 2007 r.; 12 – partia z 1982 r. – badania w 2007 r.; 13 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r.; 14 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r. (Podano wartości średnie w czasie pracy w reżimie marszowym).Wartości t_{\min} i t_{\max} – określone przez producenta. Wartość średnia z pomiarów: $t_{UN \text{ śr}} = 15,7$ s.



Rys. 9. Porównanie wartości ciśnień w komorze spalania zespołu napędowego rakiet OSA. Oznaczenia indeksów: 1 i 2 – partia z 1981 r. - badania 2002 r.; 3 – partia z 1978 r. – RZ-13 (wersja morska) - badania w 2004 r.; 4 – partia z 1979 r. RZ-13-badania w 2004 r.; 5 i 6 – partia z 1981 r. - badania w 2004 r.; 7 i 8 – partia z 1983 r. - badania w 2006 r.; 9 i 10 – partia z 1984 r.- badania w 2006 r.; 11 – partia z 1983 r. - badania w 2007 r.; 12 – partia z 1982 r. – badania w 2007 r.; 13 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r.; 14 – partia z 1986 r. - badania w 2007 r. Wartość maksymalna $P_{\max \text{ dop}} = 15 \text{ MPa}$ określona przez producenta. Wartość średnia z pomiarów $P_{\max \text{ śr}} = 11,47 \text{ MPa}$.

4. Wnioski

- 4.1. Przedstawiona metoda badań umożliwia wykonanie pomiarów dwóch, określonych przez producenta, parametrów zespołów napędowych: ciśnienia maksymalnego w komorze spalania i całkowitego czasu palenia;
- 4.2. Analiza przebiegu zmian wyżej wymienionych parametrów prowadzić może do wykrycia niekorzystnych zjawisk w pracy zespołu napędowego (np. niestabilnego spalania, przekroczenia dopuszczalnej wartości ciśnienia, przepalenia osłony termicznej);
- 4.4. Omówiona metoda badań umożliwia ponadto sprawdzenie działania wszystkich elementów łańcucha pirotechnicznego zespołów napędowych;
- 4.5. Wyniki badań w postaci przebiegu zmian wartości siły ciągu przy zastosowanie odpowiedniego oprogramowania (gdyby takie opracowano), mogą być wykorzystane do symulacji komputerowej lotu rakiety;
- 4.6. Wyniki badań dynamicznych zespołów napędowych wraz z wynikami badań fizykochemicznych materiałów napędowych mogą stanowić merytoryczną podstawę do przedłużania okresu użytkowania rakiet.

Literatura

- [1] - Materiały archiwalne WITU – niepublikowane
- [2] - „Przeciwlotnicza rakieta kierowana 9M33M2. Opis i użytkowanie” – Uzbr. 2113/80;
- [3] - „Przeciwlotnicza rakieta kierowana 9M33M3. Opis i użytkowanie” – Uzbr. 2340/84;
- [4] - „Stacja kontrolno pomiarowa AKIPS 9W242-1E – Użytkowanie” – Uzbr. 2470/87.